

СОЮЗ СОВЕТСКИХ  
СОЦИАЛИСТИЧЕСКИХ  
РЕСПУБЛИК

ПАТЕНТ РОССИИ

(12) SU (11) 1793083 A1

(51) F 02 C 7/22

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПАТЕНТНОЕ  
ВЕДОМСТВО СССР  
(ГОСПАТЕНТ СССР)

# ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

К АВТОРСКОМУ СВИДЕТЕЛЬСТВУ

(21) 4862234/06

(22) 27.08.90

(46) 07.02.93. Бюл. № 5

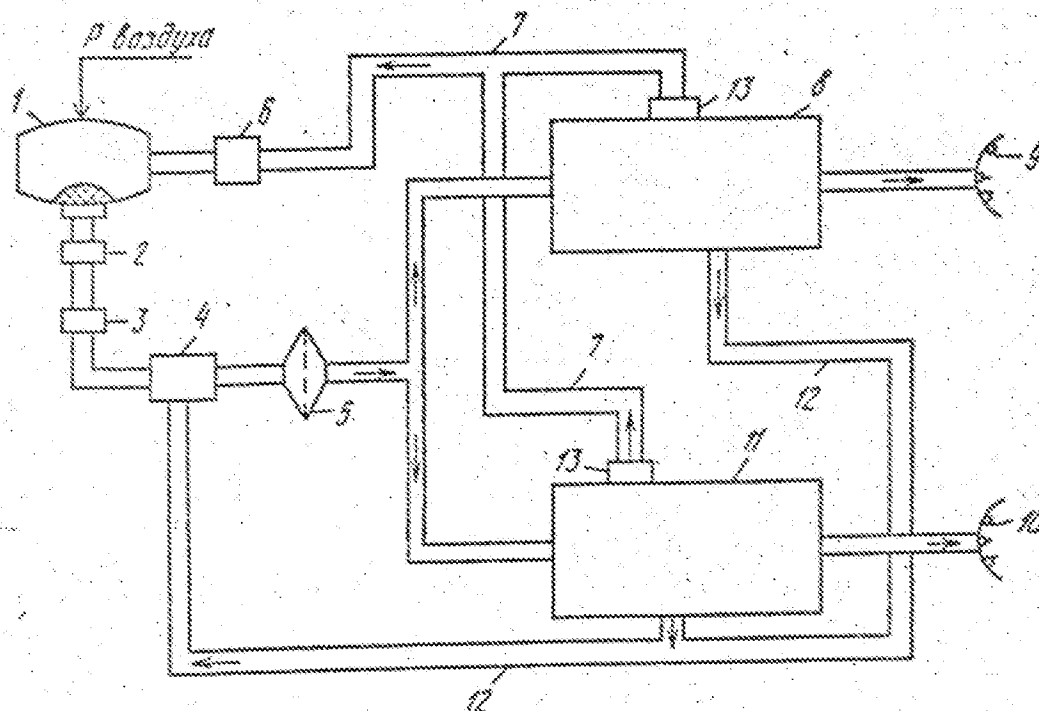
(72) В.М.Комаров

(56) Масленников М.М. и Шальман Ю.И. Авиационные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 1975, с.507, рис.18.1.

(54) ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

(57) Использование: топливные системы двигателей. Сущность изобретения: систе-

ма содержит топливный бак 1, агрегаты 8 и 11 соответственно основного и форсажного контуров, каждый из которых включает насос высокого давления и регулятор топлива. Регулятор топлива имеет сливные топливные полости, сообщенные с входом насоса высокого давления. Верхние участки сливных топливных полостей сообщены с топливным баком 1 трубопроводами 7 через жиклеры 13 и обратный клапан 6, 1 ил.



(12) SU (11) 1793083 A1

Изобретение относится к двигателестроению, преимущественно авиационному, и может быть использовано в отраслях народного хозяйства, в которых для подачи топлива в камеры сгорания применяются агрегаты низкого и высокого давлений.

Целью изобретения является снижение трудозатрат на техническое обслуживание газотурбинного двигателя и повышение надежности его работы.

На чертеже изображена принципиальная схема топливной системы газотурбинного двигателя.

Она состоит из топливного бака 1, находящегося под избыточным давлением, расходомера 2, пожарного крана 3, двигателя центробежного насоса 4, фильтра 5, агрегатов основного 8 и форсажного 11 контуров, каждый из которых включает насос высокого давления, регулятор топлива, имеющий сливные топливные полости, сообщенные с выходом насоса высокого давления, топливных основного 9 и форсажного 10 коллекторов, трубопроводов слива высокого 12 и низкого 7 давлений, обратного клапана 6 и жиклеров 13.

В процессе работы двигателя топливо из бака 1, пройдя расходомер 2, пожарный кран 3, поступает в дополнительный центробежный насос 4 и топливный фильтр 5. Из фильтра 5 топливо поступает в агрегаты основного 8 и форсажного 11 контуров и далее в топливные основной 9 и форсажный 10 коллекторы. Часть топлива из полостей высокого давления агрегатов 8 и 11 через трубопроводы 12 поступает на вход двигателя центробежного насоса 4. В

сливных трубопроводах 12 за счет значительного падения давления нарушается равновесное состояние растворенного в топливе воздуха, часть которого, выделившись в свободном состоянии, поступает в топливный фильтр 5 и агрегаты 8 и 11. Свободный воздух, попавший в агрегаты, будет собираться в верхней его части, откуда, пройдя жиклеры 13, по сливным трубопроводам 7 и обратный клапан 6 будет поступать в топливный бак 1. Обратный клапан 6 исключает поступление из бака топлива во внутренние полости агрегатов основного и форсажного контуров при стоянке самолета. Постоянное стравливание топлива из внутренних полостей агрегатов позволит удалять воздух, попавший во внутренние полости агрегатов при их монтаже, а также исключит возможность его скапливания в агрегатах в процессе работы двигателя.

Таким образом, соединение верхних участков сливных полостей агрегатов основного и форсажного контуров, являющихся местом скопления свободного воздуха, с топливным баком трубопроводами с жиклерами и обратным клапаном позволит аннулировать в эксплуатации технологическую операцию - прокачка топливной системы газотурбинного двигателя и исключить скапливание свободного воздуха во внутренних полостях агрегатов в процессе работы двигателя.

Использование предложенного технического решения снизит трудозатраты на техническое обслуживание двигателя и повысит его надежность.

#### Формула изобретения

Топливная система газотурбинного двигателя, содержащая топливный бак, находящийся под избыточным давлением, агрегаты основного и форсажного контуров, каждый из которых включает фильтр, насос высокого давления, регулятор топлива, имеющий сливные топливные полости, сообщенные с выходом насоса высокого давления, и топливные магистрали, отли-

чающуюся с тем, что, с целью повышения надежности и снижения трудозатрат на техническое обслуживание, она снабжена дополнительной магистралью с обратным клапаном и трубопроводами с жиклерами, соединяющими верхние участки сливных топливных полостей с дополнительной магистралью, причем последняя сообщена с топливным баком.

Составитель В. Комаров

Редактор С. Кулакова

Техред М. Моргентал

Корректор М. Петрова

Заказ 487

Тираж

Подписное

ВНИИПИ Государственного комитета по изобретениям и открытиям при ГКНТ СССР  
113035, Москва, Ж-35, Раушская наб., 4/5

Производственно-издательский комбинат "Патент", г. Ужгород, ул. Гагарина, 101

The drawing illustrates a principal diagram of a fuel system of a gas-turbine engine.

The system consists of a fuel tank 1 being under an overpressure, a flowmeter 2, a fire tap 3, a motive centrifugal pump 4, a filter 5, aggregates of a main 8 and an afterburning 11 contours, each comprising a high pressure pump, a fuel flow regulator having fuel drain cavities communicated with a high pressure pump inlet, a main 9 and an afterburning 10 fuel collectors, drain pipelines of high 12 and low 7 pressure, a return valve 6 and jets 13.

During the engine operation the fuel from tank 1, having passed flowmeter 2, fire tap 3, is fed into additional centrifugal pump 4 and fuel filter 5. From filter 5 the fuel is passed into aggregates of main 8 and afterburning 11 contours and further into main 9 and afterburning 10 fuel collectors. A part of the fuel from high pressure cavities of aggregates 8 and 11 is passed through pipelines 12 into an input of motive centrifugal pump 4. In drain pipelines 12 the equilibrium condition of air dissolved in the fuel is disturbed due to considerable pressure drop, a part of air, having evolved in free condition, is fed to fuel filter 5 and aggregates 8 and 11. The free air entered into aggregates, will be collected in the upper part thereof, whence it is fed through jets 13, via drain pipelines 7 and the return valve 6 to fuel tank

1. The return valve 6 eliminates entry of fuel from the fuel tank into internal cavities of aggregates of the main and afterburning contours at parking of the airplane. The constant release of the fuel from the internal cavities of aggregates allows to remove the air entered the internal cavities of aggregates in process of assembling thereof, and also eliminate accumulation of the air in aggregates during operation of the engine.

#### Claims

Fuel system of a gas-turbine engine containing a fuel tank being under an overpressure, aggregates of a main and an afterburning contours, each comprising a filter, a high pressure pump, a fuel flow regulator having fuel drain cavities communicated with a high pressure pump inlet and fuel pipelines, characterized in that, in order to increase reliability and to decrease maintenance service efforts, the system is provided with an additional pipeline with a return valve and conduits with jets, connecting the upper drain parts of the fuel drain cavities with the additional pipeline, the latter is connected with the fuel tank.